

氧化亚氮基单元复合推进剂技术研究述评

朱成财, 韩 伟, 于忻立, 单世群, 史雪梅
(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 氧化亚氮基单元复合推进剂具有无毒、高比冲、使用系统简单等诸多优异性能, 有望替代传统肼类推进剂用于多种航天器。本文综述了国内外在氧化亚氮基单元复合推进剂的配方体系、发动机设计、燃烧过程及安全性等方面的研究进展, 结合我国液体推进剂实际现状, 提出了开展氧化亚氮基单元复合推进剂的研究思路。

关键词: 氧化亚氮; 复合推进剂; NOFBX; 乙烯; 烃; 乙炔氨

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0079-07

Review of nitrous-oxide-based composite monopropellants technology

ZHU Chengcai, HAN Wei, YU Xinli, SHAN Shiqun, SHI Xuemei
(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Nitrous-oxide-based composite monopropellant is hopeful to substitute traditional hydrazine propellant and will be used in many kinds of spacecrafts owing to its non-toxic, high specific impulse, simple feed system and other characteristics. The research progress of monopropellants formula system, engine design, combustion process and safety is reviewed in this paper. Some advices to carry out research of nitrous-oxide-based composite monopropellant are proposed in combination with Chinese research actuality of liquid propellants.

Keywords: nitrous oxide; composite propellant; NOFBX; ethene; hydrocarbon; acetylene-ammonia

0 引言

进入 21 世纪以来, 随着各国载人航天、宇宙飞船、人造卫星等领域的蓬勃发展, 无毒、无污染、高性能和低成本的液体推进剂成为航天领域不断追求的目标^[1-3]。分析发动机设计技术发

展现状, 动力系统经过多年的完善和发展, 现役液体推进剂在发动机中的燃烧效率已达到较高水平, 通过结构优化进一步提高能量转换效能的空间有限, 因而寻求新型高效无毒火箭推进剂具有十分重要的现实意义。

近年来, 氧化亚氮 (N_2O) 基单元复合推进

收稿日期: 2016-02-24; 修回日期: 2016-03-12

基金项目: 国家 863 项目 (2015AA7023093)

作者简介: 朱成财 (1984—), 男, 博士, 研究领域为新型高能液体推进剂

剂因具有诸多优势而引起国内外广泛关注。氧化亚氮化学性质稳定, 常温下可压缩液化以气液两相形式共存, 是一种高密度氧化剂。在接近临界温度时, 氧化亚氮对有机物具有很强的溶解能力^[4-6], 可与烃类、氨类等燃料通过特殊工艺复合制备新型氧化亚氮基单元复合推进剂。此类推进剂中最具代表性的是氧化亚氮-烃类单元复合推进剂, 简称 NOFBX。“NOFB”代表氧化亚氮与烃类复合, “X”为两个数字的简称, 第一个数字表示 C2 家族, 其中 1 表示乙烷、2 表示乙烯、3 表示乙炔; 第二个数字表示氧化剂与燃料的混合比。与现有液体推进剂综合比较, 该推进剂具有诸多优势, 在国防及航天领域内是极具发展前途的一类新型高能无毒推进剂。

目前, 国外众多研究机构在氧化亚氮基复合推进剂体系方面已开展深入研究^[7], 尤其是美国和德国在 NOFBX 方面取得了极具价值的成果, 国内在该领域的研究尚处于起步阶段。本文主要介绍国内外在氧化亚氮基单元复合推进剂体系、发动机、推进剂燃烧机理和安全性方面的研究进展, 对发展趋势进行分析与思考, 并提出研制建议。

1 NOFBX 性质与特点

常温下, N_2O 分子物化性质稳定, 小分子烃类能量高且无毒, 两者复合体系表现出高度的微观均一性和良好的化学稳定性。NOFBX 推进剂饱和蒸气压较高, 如 NOFB37 在 20 °C 时饱和蒸气压为 5.2 MPa, 与一些小型推力室压强相近, 可作为自增压推进剂或为其他推进剂增压。在不受外界激发时 NOFBX 的使用和贮存是安全的, 但遇明火、电火花、催化剂或者高温时会发生剧烈燃烧反应, 释放出大量热量和气体产物。

如表 1^[8]所示, 与常用的单元肼、二元 NTO/MMH 性能综合相比, NOFBX 有如下特点:

1) 比冲性能高, 真空比冲 300~345 s, 提高荷质比; 作为单组元推进剂, 采用火花塞点火, 可重复启动;

2) 推进剂和燃烧产物均无毒, 降低使用和维护成本; 贮存温度范围宽, 冰点 <-77 °C, 可提高环境适应性, 满足空射要求;

3) 推进剂供应系统简单, 组件数量少, 可降低动力系统重量且易于操控;

4) 适用范围广, 既可用于空间飞行器姿态和轨道控制, 也可作为运载火箭推进剂;

5) 推力可实现深度调节, 通过节流控制可实现宽范围调节。

2 国外研究进展

20 世纪三十年代, 已有将氧化亚氮与液氨、硝酸铵复合作为火箭推进剂的研究报道, 但是由于发动机设计的缺陷和对该复合推进剂体系认识的不足, 在发动机热试车时发生爆炸并损毁发动机^[9]。此后, 对该体系推进剂的研究未见后续报道, 但对 N_2O 的研究却从未终止^[10-13]。随着科学家对 N_2O 理化性质、安全性及其与燃料复合技术可行性等不断深入研究, 到 21 世纪初, 美国 and 德国开始对氧化亚氮-烃类单元复合推进及相关技术开展研究, 并取得了可喜的进展。

2.1 美国

为了替代当前空间姿轨控动力系统使用的传统有毒可贮存液体推进剂^[14], 由 NASA、IR&D 基金支持, 自 2003 年起由美国 Firestar 科技公司研发出了一种氧化亚氮-碳氢化合物的复合推进剂, 简称 NOFBX。图 1 为美国 Firestar 公司对 NOFBX 推进剂及推进系统研发历程^[15]。从该历程图可看出, NOFBX 推进系统先后经历了推进剂研制、发动机初步设计与试验、推进剂安全性评价、发动机防回火设计、不同量级发动机研制、推进系统演示验证等阶段。

2.1.1 推进剂制备及特性研究

2003 年, 在 NASA 火星技术应用项目支持下, Mungas 及其团队对 NOFBX 的制备、理化性质、比冲性能和化学燃烧机理开展了大量研究, 此时技术成熟度达到了 1~2 级。图 2 为 NOFB34 推进剂饱和蒸气压、液相密度、蒸气密度等测试数据, 随着温度的升高, NOFB34 推进剂的饱和蒸气压和蒸气密度升高, 液相密度降低, 临界温度 36 °C, 临界压力 6.77 MPa。另外, 通过 12 m 跌落、快烤、慢烤等安全性评估研究, 验证了 NOFBX 的安全性和可靠性。

表 1 NOFBX 与常用的单组元肼、双组元 NTO/MMH 的常用性能比较

Tab. 1 Property comparison among NOFBX, monopropellant hydrazine and bipropellant nitro tetroxide/monomethyl hydrazine

衡量标准	N ₂ H ₄	NTO/MMH	NOFB34, NOFB37
推进类型	单组元	双组元	单组元
启动方式	催化	自燃	火花塞点火、无需催化
比冲/s	230~240	288~326	>300~345
能量密度/(Whr/kg)	390	2 049	1 360~1 520
贮箱压缩状态下气、液混合物比重	0.56~0.65	0.75	0.56 (31 ℃), 1.0 (-75 ℃)
密度比冲/(N·s/cm ³)	1.5	2.4	1.7 (31 ℃) ~3.2 (-75 ℃)
绝热燃烧温度/℃	927	~2 300	2 700~3 200
贮箱中不能使用推进剂残留	1)0.015%~1.6 %(0.007~0.70 MPa) 2)5%~20 %(依据压力传感器测量能力)		
冰点/℃	2	MMH: -52.2	<-77.0
最小自动点燃温度/℃	24 (在氧化铁表面)	/	400 (在 316 不锈钢管道内部)
最大自动点燃温度/℃	270 (在玻璃上)	/	650 (在 316 上引爆后), 在惰性表面上可能会更高
撞击感度	/	/	机械撞击不会引起燃烧(5.5m, 12m 跌落试验)
材料相容性	与许多金属和金属氧化物反应		
毒性	中等毒性	高毒	无毒



图 1 美国 NOFBX 推进剂及推进系统研制历程

Fig. 1 Development history of American NOFBX propellants and propulsion systems

2.1.2 不同量级发动机研制

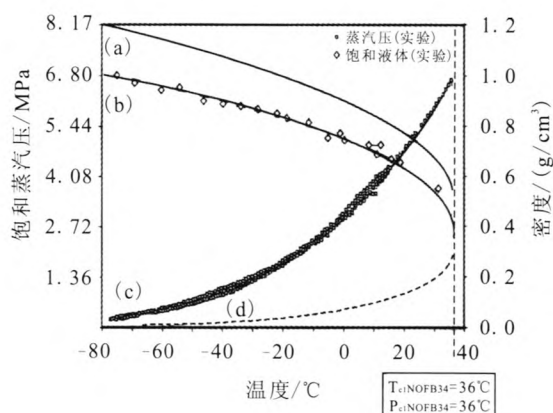
完成 NOFBX 推进剂制备及性能研究后, 先后开展了推力为 0.44 N, 22 N, 110 N 和 440 N 等发动机的设计和研制 (图 3)。大量的缩比件试验使得 NOFBX™ 发动机系统很快达到了技术成熟度 7-9 级。

2004~2007 年, Firestar 研发了第一台 0.44 N 原理样机 (图 3a), 只能进行脉冲工作, 验证了方案可行性, 系统方案成熟度上升至 3 级, 也首次验证了系统原理的可行性。

2008~2010 年, 在 SBIR Phase I/II 合同的支持下, Firestar 完成推进剂大量试验数据和理论特性整理。紧接着开始理论计算与试验数据的拟

合修正分析。设计了 9 N 和 22 N 发动机, 两种发动机均完成了热试车, 见图 3 (b)。

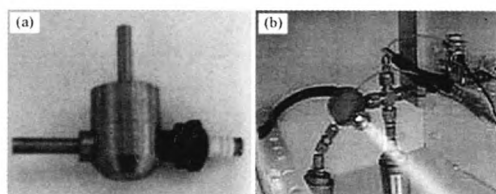
2009 年 12 月 3 日, Firestar 采用 NOFBX COLT25B-2 发动机做了一系列试验, 采用再生冷却技术, 实现了 110 N 发动机稳态工作时间大于 30 s, 见图 3 (c)。



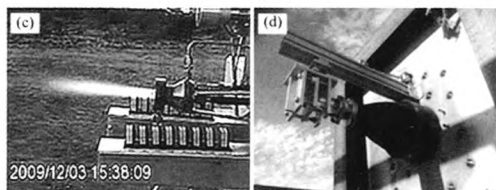
a- N_2O 饱和液体密度; b-NOFB34 饱和液体理论密度曲线;
c-NOFB34 饱和蒸汽压理论曲线;d-NOFB34 气相理论密度

图 2 NOFBX™ 相变图-NOFB34 液相/气相
密度和蒸汽压与温度关系

Fig. 2 NOFBX™ phase diagram: NOFB34
saturated liquid phase/gaseous phase density and
vapor pressure vs. temperature



(a) 0.44 N 发动机模型 (b) 22 N 发动机热试验



(c) 110 N 发动机热试验 (d) 440 N 发动机

图 3 NOFBX 系列发动机
Fig. 3 NOFBX series engines

根据 110 N 的 NOFBX 发动机设计原理, NASA 进一步设计了 440 N 的 NOFB 发动机, 并对 440 N 的 NOFBX 发动机进行了高模试验, 见图 3(d)。该发动机在真空环境下可以实现多次启动。采用 NOFB 的再生冷却技术, 使得燃烧室外部温度低于 150 °C, 可采用铝合金的轻质材料制造燃烧室, 而尾喷管则采用轻质耐高温的碳碳复合材料制成。

美国空间推进创新联盟 (ISPS) 计划开发出 44 000 N (10000 磅) 甚至更高推力量级的发动机, 以满足客户对大推力航天器的需求。图 4 为计划用于 NOFBX 大推力发动机试验的试车台。该试车台具备 44 t 级水平和 22 t 级垂直试验能力。



图 4 NOFBX 大推力发动机热试车台
Fig. 4 Hot test equipment of large
thrust NOFBX engine

2.1.3 系统防回火设计

NOFBX 中氧化剂和燃料共存, 被点燃后在孤立系统中仍然可以继续燃烧。因此, 在发动机启动和运行过程中, 受燃烧室和供应系统压力、推进剂燃烧速度和供应速度、发动机喷注器等多因素影响, 存在推进剂燃烧沿发动机向推进剂供应系统传递的可能性, 即发生“回火”。一旦发生回火, 可在瞬间释放大量热量和气体, 甚至引起爆炸。对于 NOFBX 防回火技术, 美国研究了不同体系 NOFBX 的最小点火能、火焰传播速度、爆轰临界直径等, 针对回火特性提出防回火方案^[16]。该方案设计了三道防回火措施, 分别设在发动机

和推进剂供应系统中, 起到爆轰波和火焰终止的作用。据报道, 美国设计的防回火装置已经历了近千次的防回火试验, 证明了其可靠性。

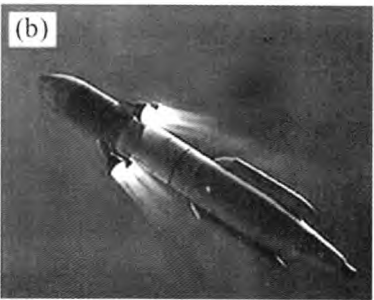
2.1.4 应用进展

1) 机载发射演示验证

2011 年 11 月, 美国防高级研究计划局 (DARPA) 发布了“机载发射辅助空间进入”(ALASA) 计划, 使用亚声速飞机从空中发射携带低地球轨道卫星的运载火箭, 实现快速发射小卫星的目的, 使发射周期缩短至 24 h。2014 年 4 月, 在 ALASA 计划的支持下, 波音公司研发成功了一种全新的机载微小卫星发射装置。其火箭第一、二级发动机采用 NOFBX 技术, 减小了自身重量和系统复杂性, 提高有效载荷。图 5 为机载微小卫星发射模拟示意图, 演示了 F-15E 轰炸机飞行至 12.2 km 高空后发射运载火箭, 火箭依靠 4 台主发动机飞行至近地轨道, 释放一个重量在 45 kg 以下的微小卫星。另据 2015 年 12 月 NASA 相关报道, 因试验过程中存在的某些问题将使 ALASA 计划有所调整。



(a) F-15E 战斗机携带火箭升空



(b) 飞机发射后火箭启动四台 NOFBX 主发动机

图 5 波音公司机载微小卫星发射平台想象图
Fig. 5 Concept imagine of ALASA: airborne launch platform for microsatellite launched by F-15E fighter

2) 其他航天器

美国的研究表明, NOFBX 推进剂可应用于地球轨道运行航天器、上面级、深空探测、着陆返回器、对接、对地观测、在轨服务补加等多种航天器推进系统。如, Firestar 公司已经获得了 NASA 的一项在国际空间站上演示验证 440 N 推力器的研究项目; NASA 设计了以 NOFBX 系统为动力的牵牛星登月舱。

2.2 德国

德国航空航天中心 (DLR) 另辟蹊径^[7], 研究思路是越过推进剂制备及相关性能研究阶段, 直接设计 NOFBX 发动机并研究推进剂点火、燃烧及传热特性。用于试验的 N_2O 与 C_2H_4 单元复合推进剂不是预先制备, 而是在进入发动机前再将两者按比例混合。

2.2.1 推力室设计与点火过程研究

研究者设计了氧化亚氮-乙烯点火试验系统和模型推力室 (图 6), 研究了氧化亚氮-乙烯混合物的点火与燃烧过程、燃烧过程中传热与冷却模式。该模型推力室大部分采用铜质材料, 设置了多个压力和温度测点, 模块化喉部实现了快速更换和调节不同工况的可能。同时, 推力室喉部加装了水冷循环装置, 防止温度过高烧毁喉部。图 7 为采用模型推力室的热点火试车图, N_2O 和 C_2H_4 在进入喷注器前混合, 通过调节两种气体的压力和孔板孔径控制混合比和流量。计算和测试热试车过程中传热和水冷却过程, 结果表明随着冷却水流量的增大, 热通量相应增加, 冷却效率提高。

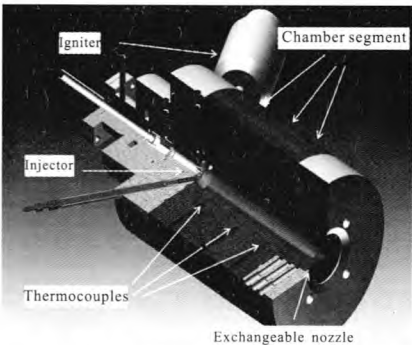


图 6 DLR 模型推力室内结构示意图
Fig. 6 Internal structure of combustor model made by DLR

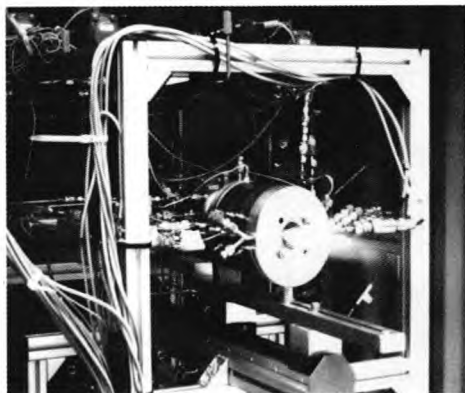


图7 DLR采用模型推力室的热点火试车

Fig. 7 Combustor model used by DLR during hot run

2.2.2 液体推进剂制备

Hochheimer 等设计并演示了 NOFBX 液体推进剂的制备方案^[18]。在选择制备方案时, 考虑到将液态的 N_2O 和 C_2H_4 直接复合时氧/燃比难以精确控制, 故采用先气相混合后连续加压冷却的方式制备 NOFBX 液体推进剂。制备条件: 压力 2.5 MPa, 冷却温度 $-43\text{ }^{\circ}\text{C}$, 气相推进剂流量 10 g/s, 制冷器内设置 5.5 m 长的铝制盘管 (曲率半径 30 cm), 将 NOFBX 气相经铝制盘管冷却、加压制备得到 NOFBX 液体推进剂。

3 国内研究现状

国内在氧化亚氮基单元复合推进剂领域研究起步晚, 目前仅有部分机构开展相关的基础研究。航天六院 165 所从 2010 年开始, 持续追踪美国在 NOFBX 的研制进展, 并于 2014 年底进入推进剂研制阶段, 已开展如下工作: ①通过理论分析和热力学计算, 筛选并研究不同碳原子数烃类燃料复合体系配方和比冲性能, 结果表明炔烃体系比冲最高, 烯烃次之, 烷烃最低的规律, 这与烃类能量高低变化一致。②分析论证了氧化亚氮与各种燃料复合的可行性和复合体系安全性, 充分借鉴在乙炔氨推进剂方面的制备经验, 经一系列实验研究, 已掌握公斤级氧化亚氮基单元复合推进剂制备技术。③完成推进剂基础理化性能测试, 并进行了初步点火验证试验 (图 8)。



图8 氧化亚氮基单元复合推进剂点火试验

Fig. 8 Ignition test of nitrous-oxide-based composite monopropellant

4 总结与建议

对于氧化亚氮基单元复合推进剂的研究, 国内外主要以推进剂研制、发动机设计、防回火研究和应用研究为主。虽然该推进剂的理化性质稳定且无毒, 可于常温下带压稳定贮存, 但在某些外界条件激发时, 氧化亚氮基单元复合推进剂会被点燃, 瞬间释放出大量热量和气体, 引起爆炸危险。因此, 要实现该推进剂的工程应用, 不仅需考虑比冲性能, 更应兼顾制备、贮存和使用安全性。综合国内外研究情况, 对于氧化亚氮基复合推进剂的研究提出如下建议:

4.1 推进剂配方体系设计

通过理论计算和配方筛选, 设计推进剂配方体系, 在提高推进剂钝感安全性的前提下保证较高的比冲性能。测试推进剂物性参数, 评价使用和安全性能。推进剂配方体系有三条途径可供选择: ①选择较乙炔具有更高安全性的碳氢燃料, 如乙烯、乙烷、丙烷等。②通过向氧化亚氮-乙炔体系中加入氨、氮、氦、氩、二氧化碳、氙等安定剂, 可以很好的调节复合推进剂的安全性能, 以降低其爆炸危险性, 提高安全性。③在 $N_2O-C_2H_2$ 体系中引入具有安定性的燃料, 如将氧化亚氮、乙炔和氨复合, 不仅可以提高混合体系的安全性, 且具有高比冲、高比热容、高导热系数的特点。

4.2 发动机设计

在发动机设计过程中应根据 NOFBX 推进剂特性, 重点研究不同相态下推进剂喷注、点火、燃烧和冷却过程。考虑到 NOFBX 具有回火特性, 且推进剂发生回火的源头始于发动机喷注器, 通过设计特殊结构的喷注器, 如莲蓬头、多孔材料等, 以避免发动机热试车时发生回火。

4.3 防回火设计

推进剂在热试车过程中, 推进剂燃烧速度大于供应速度时, 会发生回火, 引起管路和储箱内推进剂燃烧甚至爆炸, 因此需要考虑在燃烧室喷注器、推进剂供应管路和推进剂储箱处设计并安装合适的防回火和防爆安全装置。

参考文献:

- [1] 王新德. 化学推进剂及相关重要原材料发展回顾与展望[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2010, (3): 7-13.
- [2] 高思秘. 液体推进剂 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991.
- [3] 杭观荣, 洪鑫, 康小录. 国外空间推进技术现状和发展趋势[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 7-15.
HANG Guanrong, HONG Xin, KANG Xiaolu. Current status and development trend of space propulsion technologies abroad [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(5): 7-15.
- [4] STEVEN B H, DAVID J M. Extraction and recovery of polycyclic aromatic hydrocarbons from environmental solids using supercritical fluids[J]. Analytical chemistry, 1987, 59: 1705-1708.
- [5] BOB W W, CHARYLYN W W, JONATHON S F. Supercritical fluid extraction of coal tar contaminated soil samples[J]. Energy&fuels, 1989, 3: 474-480.
- [6] HAUSSMANN H K. Some considerations concerning the use of liquid nitrous oxide as an oxidant, especially for arctic "smokeless" JATO units[R]. China Lake, CA: US Naval Ordnance Test Station, 1955.
- [7] 宋长青, 徐万武, 张家奇, 等. 氧化亚氮推进技术研究进展 [J]. 火箭推进, 2014, 40(2): 7-15.
SONG Changqing, XU Wanwu, ZHANG Jiaqi, et al. Research progress of nitrous oxide propulsion technology [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(2): 7-15.
- [8] MUNGAS G, FISHER D J, MUNGAS C, et al. Nitrous oxide fuel blend monopropellants : US20090133788 [P]. 2009-01-03.
- [9] ROB T. Safety and performance advantages of nitrous oxide fuel blends (NOFBX) propellants for manned and unmanned spaceflight applications [C]//Proceedings of 5th IAASS Conference on 'A Safer Space for a Safer World'. Versailles, France: IAASS, 2011: 17-19.
- [10] RHODES G W. Investigation of decomposition characteristics of gaseous and liquid nitrous oxide, AFWL-TR-73-299[R]. USA: AirForce Weapons Laboratory, 1973.
- [11] MUSCAT V I, DENTON M B, SUDDENDORF R F. A flashback resistant burner for use with the nitrous oxide-acetylene flame[J]. Spectroscopy letters, 1973, 6 (9): 563-567.
- [12] JAMES A L, LOREN E B, RUDOLPH E. Detonability of nitrous oxide at elevated initial pressures and temperatures, ARL 62-432 [R]. USA: ARL, 1962.
- [13] RIVOVICH J, MURPHY J, WATSON R. Detonation studies with nitric oxide, nitrous oxide, nitrogen tetroxide, carbon monoxide and ethylene [J]. Journal of hazardous materials, 1975, 77: 275-87.
- [14] VOZOFF M, MUNGAS G. NOFBX?: a non-toxic, "green" propulsion technology with high performance and low cost[C]//AIAA Space 2012 Conference & Exposition. USA: AIAA, 2012: 1-15.
- [15] Anon. NOFBX™ development history [EB/OL]. [2015-05-20]. www.firestar-engineering.com/NOFBX-MP.html.
- [16] DOYLE K, MUNGAS G S, FISHER D J. Flashback shutoff: US20110005194A1[P]. 2011-05-19.
- [17] WERLING L, PERAKIS N, HOCHHEIMER B, et al. Experimental investigations based on a demonstrator unit to analyze the combustion process of a nitrous oxide/ethene premixed green bipropellant[C]//5th CEAS Air & Space Conference. Delft, Niederlande: CEAS, 2015: 7-11.
- [18] HOCHHEIMER B, PERAKIS N, WERLING L, et al. Test facilities to assess properties of a nitrous oxide/ethene premixed bipropellant for satellite propulsion system[C]// 2014 Space Conference. Krakau, Polen: [s.n.], 2014: 27-28.

(编辑: 王建喜)